

(19) 世界知的所有権機関
国際事務局



(43) 国際公開日
2001年10月11日 (11.10.2001)

PCT

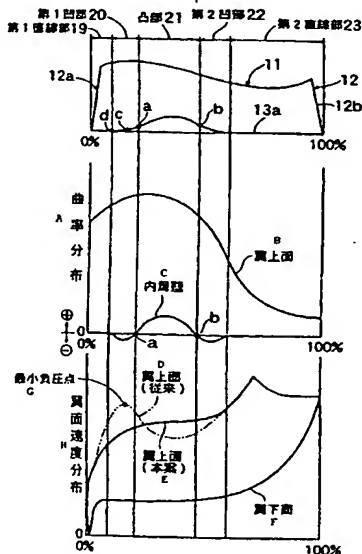
(10) 国際公開番号
WO 01/75276 A1

- (51) 国際特許分類: F01D 5/14
(21) 国際出願番号: PCT/JP00/09150
(22) 国際出願日: 2000年12月22日 (22.12.2000)
(25) 国際出願の言語: 日本語
(26) 国際公開の言語: 日本語
(30) 優先権データ: 特願2000-90730 2000年3月27日 (27.03.2000) JP
(71) 出願人 (米国を除く全ての指定国について): 本田技研工業株式会社 (HONDA GIKEN KOGYO KABUSHIKI KAISHA) [JP/JP]; 〒107-8556 東京都港区南青山二丁目1番1号 Tokyo (JP).
(72) 発明者; および
(75) 発明者/出願人 (米国についてのみ): 河原田聡 (KAWARADA, Satoshi) [JP/JP]; 園田豊隆 (SONODA, Toyotaka) [JP/JP]; 〒351-0193 埼玉県和光市中央1丁目4番1号 株式会社 本田技術研究所内 Saitama (JP).
(74) 代理人: 落合 健, 外 (OCHIAI, Takeshi et al.); 〒105-0004 東京都港区新橋5丁目9番1号 野村不動産新橋5丁目ビル Tokyo (JP).
(81) 指定国 (国内): CA, US.
(84) 指定国 (広域): ヨーロッパ特許 (AT, BE, CH, CY, DE, DK, ES, FI, FR, GB, GR, IE, IT, LU, MC, NL, PT, SE, TR).

[続葉有]

(54) Title: GAS TURBINE ENGINE

(54) 発明の名称: ガスタービンエンジン



(57) Abstract: A gas turbine engine wherein the axial section of an annular inner peripheral wall surface having the blade main body of a turbine blade connected thereto is provided with concave and convex portions on the front and rear edge sides. In the concave portion, the curvature has a negative value and is concaved toward the axis, while in the convex portion, the curvature has a positive value and is convex away from the axis. The flow velocity in the upper surface of the blade main body is reduced by the concave portion on the front edge side to prevent the generation of shock waves, while the flow velocity is increased by the convex portion on the rear edge side leading from the concave portion, whereby the flow velocity in the upper surface of the blade main body can be smoothly varied to minimize the pressure loss. Thereby, while securing the performance of the gas turbine engine, the wall-thickness of the blade main body can be reduced to contribute to weight reduction.

- 19...FIRST LINEAR PORTION
20...FIRST CONCAVE PORTION
21...CONVEX PORTION
22...SECOND CONCAVE PORTION
23...SECOND LINEAR PORTION
A...CURVATURE DISTRIBUTION
B...UPPER WING SURFACE
C...INNER PERIPHERAL WALL
D...UPPER WING SURFACE (PRIOR ART)
E...UPPER WING SURFACE (INVENTIVE)
F...LOWER WING SURFACE
G...MINIMUM NEGATIVE PRESSURE POINT
H...WING SURFACE VELOCITY DISTRIBUTION

[続葉有]

WO 01/75276 A1



添付公開書類:
— 国際調査報告書
— 補正書

2文字コード及び他の略語については、定期発行される各PCTガゼットの巻頭に掲載されている「コードと略語のガイダンスノート」を参照。

(57) 要約:

ガスタービンエンジンにおいて、タービンブレードのブレード本体部が接続される環状の内周壁の軸方向断面は、前縁側および後縁側に凹部および凸部を備える。凹部では曲率が負値であって軸線に向かう方向にコンケーブしており、また凸部では曲率が正値であって軸線から離れる方向にコンベックスしている。ブレード本体部の上面の流速を前縁側の凹部で減少させて衝撃波の発生を抑え、その凹部に続く後縁側の凸部で流速を増加させることにより、ブレード本体部の上面の流速を滑らかに変化させて圧力損失を最小限に抑えることができる。これにより、ガスタービンエンジンの性能を確保しながらブレード本体部の肉厚を減少させて重量の軽減に寄与することができる。

明 細 書

ガスタービンエンジン

発明の分野

- 5 本発明は、内周壁および外周壁で区画された円環状のガス通路にタービン翼を放射方向に配置したガスタービンエンジンに関する。

背景技術

- 10 日本特開平 1 1 - 2 4 1 6 0 1 号公報には、静翼および動翼を備えた軸流タービンにおいて、静翼および動翼が接続されたケーシングの内周壁の軸方向断面が、前側の静翼のルート部前縁から後側の動翼のルート後縁を結ぶ直線に対して半径方向内側に凹んだ凹部を有するものが記載されている。

また米国特許第 5 4 6 6 1 2 3 号明細書には、ガスタービンエンジンの静翼を支持するケーシングの内周壁の軸方向と直交する断面が、正弦波状の凹部および凸部を交互に有するものが記載されている。

- 15 ところで、ガスタービンエンジンのタービン翼の材質を変更せずに軽量化するために翼厚を減少させた場合、そのスタガー角 γ (図 1 参照) を増加させる必要があるが、スタガー角 γ が増加すると翼上面前半部の曲率が増加するために翼上面の流速が急加速および急減速し、特に動翼入力総体マッハ数が高い高負荷翼の場合は臨界マッハ数を越えて衝撃波が発生し、その結果として圧力損失が増加するという問題がある。
- 20

発明の開示

本発明は前述の事情に鑑みてなされたもので、ガスタービンエンジンのタービン翼の翼厚を減少させてスタガー角を増加させた場合に、衝撃波の発生を抑制して圧力損失の増加を防止することを目的とする。

- 25 上記目的を達成するために、本発明によれば、内周壁および外周壁で区画された円環状のガス通路にタービン翼を放射方向に配置したガスタービンエンジンにおいて、内周壁または外周壁のタービン翼に連なる接続部分の軸方向断面が、ガスの流れ方向に対して負の曲率を持つ前縁側の凹部と正の曲率を持つ後縁側の凸部とを有することを特徴とするガスタービンエンジンが提案される。

また上記構成に加えて、前記凸部の高さは前記ガス通路の放射方向の長さの10%以下であることを特徴とするガスタービンエンジンが提案される。

また上記構成に加えて、前記接続部分の軸方向断面が、前縁および後縁間に少なくとも一つの変曲点を有することを特徴とするガスタービンエンジンが提案される。

- 5 また上記構成に加えて、前記少なくとも一つの変曲点のうち、最も前縁側の変曲点はタービン翼の翼弦の中央位置よりも前方に位置することを特徴とするガスタービンエンジンが提案される。

また上記構成に加えて、前記凹部の負の曲率の絶対値は前記凸部の正の曲率の絶対値よりも小さいことを特徴とするガスタービンエンジンが提案される。

- 10 また上記構成に加えて、平坦な接続部分に連なるタービン翼の最も前縁寄りの最小負圧点の軸方向位置が、前記凹部の範囲内に存在するように該凹部の軸方向位置を設定したことを特徴とするガスタービンエンジンが提案される。

また上記構成に加えて、前記凹部の前端は前縁よりも後方に位置することを特徴とするガスタービンエンジンが提案される。

- 15 ガスタービンエンジンのタービン翼を軽量化すべく肉厚を減少させると必要なスタガー角が増加するため、ブレード本体部の上面前半部の燃焼ガスの流速が急加速および急減速し、特に動翼入力総体マッハ数が高い高負荷翼の場合は臨界マッハ数に達して衝撃波が発生し、大きな圧力損失を生じてガスタービンエンジンの性能を低下させる。しかしながら、本発明によれば、ガスタービンエンジンの内周壁または外周壁のタービン翼に連なる接続部分の軸方向断面に、ガスの流れ方向に対して負の曲率を持つ前縁側の凹部と正の曲率を持つ後縁側の凸部とを変曲点を介して形成することにより、ブレード本体部の上面の流速を前縁側の凹部で減少させて衝撃波の発生を抑え、かつ前記凹部に続く後縁側の凸部で流速を増加させることにより、ブレード本体部の上面の流速を滑らかに変化させて圧力損失を最小限に抑えることができる。これにより、ガスタービンエンジンの性能を確保しながらブレード本体部の肉厚を減少させて重量の軽減に寄与することができる。
- 20
- 25

この効果は、凸部の高さをガス通路の放射方向の長さの10%以下とし、凹部および凸部間の変曲点を翼弦の中央位置よりも前方に位置させ、凹部の負の曲率の絶対値を凸部の正の曲率の絶対値よりも小さくし、凹部の範囲内に従来のタービン翼

の最も前縁寄りの最小負圧点が存在するようにし、凹部の前端を前縁よりも後方に位置させることにより一層効果的に発揮される。

図面の簡単な説明

図 1 および図 2 は本発明の一実施例を示すもので、図 1 はガスタービンエンジンのタービンブレードの形状を示す図、図 2 はタービンブレードの翼弦に沿う内壁面の形状、内壁面の曲率および翼面速度分布を示す図である。

発明を実施するための最良の形態

以下、本発明の実施の形態を、添付図面に示した本発明の実施例に基づいて説明する。

図 1 および図 2 は本発明の一実施例を示すものである。

図 1 は軸流式ガスタービンエンジンのタービンブレード 11 を示すもので、そのタービンブレード 11 は、半径方向外側に位置するブレード本体部 12 と、ブレード本体部 12 の半径方向内側に位置するブレード端壁部 13 と、ブレード端壁部 13 の半径方向内側に位置するブレード取付部 14 とから構成される。図 1 に X-X 断面として示されるブレード本体部 12 のルート部（ブレード端壁部 13 に隣接する部分）の翼型は、前縁 12a、後縁 12b、上面 12d および下面 12e を備えており、その前縁 12a および後縁 12b を結ぶ直線はガスタービンエンジンの軸線 A の方向に対して比較的に大きなスタガー角 γ を有している。

本実施例のブレード本体部 12 のスタガー角 γ は、従来の $0^\circ \sim 20^\circ$ のスタガー角 γ に対して大きめに設定されている。このようにスタガー角 γ を従来のものに比べて大きめに設定することによりブレード本体部 12 の翼厚を薄くすることができ、その結果、材料を変更することなくタービンブレード 11 の重量を従来に比べて 20% 軽減することができる。

ブレード本体部 12 の半径方向外端のチップ部 12c は、アウターケーシング 15 の環状の外周壁 15a に僅かなチップクリアランス 16 を介して対向する。ガスタービンエンジンの軸線 A まわりに回転自在に支持されたブレードディスク 17 の外周には環状のハブ 17a が形成されており、多数のタービンブレード 11 のブレード取付部 14 が前記ハブ 17a に放射状に取り付けられる。タービンブレード 11 に作用する大きな遠心力に耐えるように、ブレード取付部 14 はガスタービンエ

エンジンの軸線A方向に延びる複数の凸条14aおよび凹溝14bを交互に備えており、それら凸条14aおよび凹溝14bがハブ17aに凹凸係合する。

ブレードディスク17のハブ17aに多数のタービンブレード11を取り付けたとき、それらタービンブレード11のブレード端壁部13は円周方向に一体に連なり、環状の内周壁13aを構成する。そして前記外周壁15aおよび内周壁13aに囲まれるように円環状のガス通路18が形成され、燃焼ガスが矢印F方向に流れる前記ガス通路18内にタービンブレード11が配置される。尚、タービンブレード11の軸方向前側および後側には、図示せぬステータベーンがそれぞれ配置される。

図2から明らかなように、タービンブレード11のブレード端壁部13によって構成される環状の内周壁13aの軸方向断面は、その一部が曲線から構成される。すなわち内周壁13aの軸方向断面は、前縁12a側から後縁12b側に向けて、第1直線部19、第1凹部20、凸部21、第2凹部22および第2直線部23を備える。第1凹部20および第2凹部22では曲率が負値であって軸線Aに向かう方向にコンケーブしており、また凸部21では曲率が正值であって軸線Aから離れる方向にコンベックスしている。そして曲率が負値から正值に移行する部分に第1変曲点aが存在し、曲率が正值から負値に移行する部分に第2変曲点bが存在する。尚、ブレード本体部12の上面12dの曲率は、前縁12aから後縁12bまでの全域において正值である。

本実施例の内周壁13aの軸方向断面の特徴的な部分は、前縁12aに続く第1直線部19の後方に第1凹部20および凸部21を連続して配置したことにあり、その第1凹部20の範囲（前端のd点から後端のa点までの範囲）内に、第1凹部20、凸部21および第2凹部22が形成されていない平坦な内周壁13aを持つ従来のブレード本体部の最も前方側の最小負圧点が存在している。前記第1凹部20の最深点c（第1凹部20の前端dおよび後端aを結ぶ直線からの距離が最大になる点）は、前記最小負圧点の近傍に位置させることが望ましい。また第1変曲点aは翼弦の50%位置（前縁12aおよび後縁12bの中間位置）よりも前方にあり、また第1凹部20の負値の曲率の絶対値は、凸部21の正值の曲率の絶対値よりも小さく設定される。尚、凸部21の高さは、ガス通路18の放射方向の長さ、

つまり内周壁 1 3 a および外周壁 1 5 a 間の距離の 1 0 % 以下とするのが適切である。

ところで、タービンプレード 1 1 の重量を軽減すべくブレード本体部 1 2 の肉厚を薄くしてスタガー角 γ を増加させると、図 2 の翼上面 1 2 d の速度分布のグラフに破線で示すように、ブレード本体部 1 2 の上面 1 2 d の燃焼ガスの速度分布が急増した後に急減し、大きな圧力損失が発生することが分かる。

しかしながら、本実施例ではブレード端壁部 1 3 の内周壁 1 3 a の軸方向断面が第 1 凹部 2 0 および凸部 2 1 を連続して備えることにより、第 1 凹部 2 0 で燃焼ガスの流れを半径方向に拡散させ、流速の急増を抑えて衝撃波の発生を防止することができる。そして第 1 凹部 2 0 に続く凸部 2 1 で燃焼ガスの流速を増加させるので、図 2 の翼上面 1 2 d の速度分布のグラフに実線で示すように、ブレード本体部 1 2 の上面 1 2 d の燃焼ガスの速度分布を滑らかに増加させて圧力損失を低減できることが分かる。

このように、タービンプレード 1 1 のブレード端壁部 1 3 の内周壁 1 3 a の軸方向断面形状を変更するだけで、スタガー角 γ を増加させてもブレード本体部 1 2 の上面 1 2 d の速度分布の急変を抑制することができ、圧力損失の発生を最小限に抑えてガスタービンエンジンの性能を確保しながら、ブレード本体部 1 2 の肉厚を減少させて軽量化に寄与することができる。

以上、本発明の実施例を説明したが、本発明はその要旨を逸脱しない範囲で種々の設計変更を行うことが可能である。

例えば、実施例ではタービン翼としてタービンプレード 1 1 を例示したが、本発明はガスタービンエンジンのステータベーンに対しても同様に適用することができる。この場合、ステータベーンの半径方向内端が接続される内周壁、あるいはステータベーンの半径方向外端が接続される外周壁の両方または一方に本発明を適用することができる。

また図 2 の翼上面 1 2 d の速度分布のグラフに実線で示すように、翼弦の 7 0 % 位置付近にも燃焼ガスの流速の急変部分が認められるが、第 2 凹部 2 2 の負値の曲率の絶対値を増加させ、かつ第 2 凹部 2 2 の範囲を後縁側に拡大することにより、前記翼弦の 7 0 % 位置付近の流速の変化を滑らかにして圧力損失を更に低減するこ

とも可能である。

産業上の利用可能性

本発明は航空機用、定置用およびその他の任意の用途の軸流型ガスタービンエンジンに対して適用することができる。

請求の範囲

1. 内周壁（13 a）および外周壁（15 a）で区画された円環状のガス通路（18）にタービン翼（11）を放射方向に配置したガスタービンエンジンにおいて、
- 5 内周壁（13 a）または外周壁（15 a）のタービン翼（11）に連なる接続部分の軸方向断面が、ガスの流れ方向に対して負の曲率を持つ前縁（12 a）側の凹部（20）と正の曲率を持つ後縁（12 b）側の凸部（21）とを有することを特徴とするガスタービンエンジン。
2. 前記凸部（21）の高さは前記ガス通路（18）の放射方向の長さの10%以下であることを特徴とする、請求項1に記載のガスタービンエンジン。
- 10 3. 前記接続部分の軸方向断面が、前縁（12 a）および後縁（12 b）間に少なくとも一つの変曲点（a, b）を有することを特徴とする、請求項1に記載のガスタービンエンジン。
4. 前記少なくとも一つの変曲点（a, b）のうち、最も前縁（12 a）側の変曲点（a）はタービン翼（11）の翼弦の中央位置よりも前方に位置することを特徴とする、請求項3に記載のガスタービンエンジン。
- 15 5. 前記凹部（20）の負の曲率の絶対値は前記凸部（21）の正の曲率の絶対値よりも小さいことを特徴とする、請求項1に記載のガスタービンエンジン。
6. 平坦な接続部分に連なるタービン翼（11）の最も前縁（12 a）寄りの最小負圧点の軸方向位置が、前記凹部（20）の範囲内に存在するように該凹部（20）の軸方向位置を設定したことを特徴とする、請求項1に記載のガスタービンエンジン。
- 20 7. 前記凹部（20）の前端（d）は前縁（12 a）よりも後方に位置することを特徴とする、請求項1に記載のガスタービンエンジン。

補正書の請求の範囲

[2001年7月13日(13.07.01)国際事務局受理：出願当初の請求の範囲1、4及び6は補正された；出願当初の請求の範囲3は取り下げられた。(1頁)]

1. (補正後) ブレード端壁部(13)と、そのブレード端壁部(13)から半径方向外側に延びるブレード本体部(12)とを備えたタービンブレード(11)を円環状のガス通路(18)に放射方向に配置したガスタービンエンジンにおいて、
タービンブレード(11)のブレード端壁部(13)がブレード本体部(12)に連なる接続部分の軸方向断面が、ガスの流れ方向に対して負の曲率を持つ前縁(12a)側の凹部(20)と正の曲率を持つ後縁(12b)側の凸部(21)とを有し、かつ前記接続部分の軸方向断面が、前縁(12a)および後縁(12b)間に少なくとも二つの変曲点(a, b)を有することを特徴とするガスタービンエンジン。
2. 前記凸部(21)の高さは前記ガス通路(18)の放射方向の長さの10%以下であることを特徴とする、請求項1に記載のガスタービンエンジン。
3. (削除)
4. (補正後) 前記少なくとも二つの変曲点(a, b)のうち、最も前縁(12a)側の変曲点(a)はブレード本体部(12)の翼弦の中央位置よりも前方に位置することを特徴とする、請求項1に記載のガスタービンエンジン。
5. 前記凹部(20)の負の曲率の絶対値は前記凸部(21)の正の曲率の絶対値よりも小さいことを特徴とする、請求項1に記載のガスタービンエンジン。
6. (補正後) 平坦な接続部分に連なるブレード本体部(12)の最も前縁(12a)寄りの最小負圧点の軸方向位置が、前記凹部(20)の範囲内に存在するように該凹部(20)の軸方向位置を設定したことを特徴とする、請求項1に記載のガスタービンエンジン。
7. 前記凹部(20)の前端(d)は前縁(12a)よりも後方に位置することを特徴とする、請求項1に記載のガスタービンエンジン。

図 1

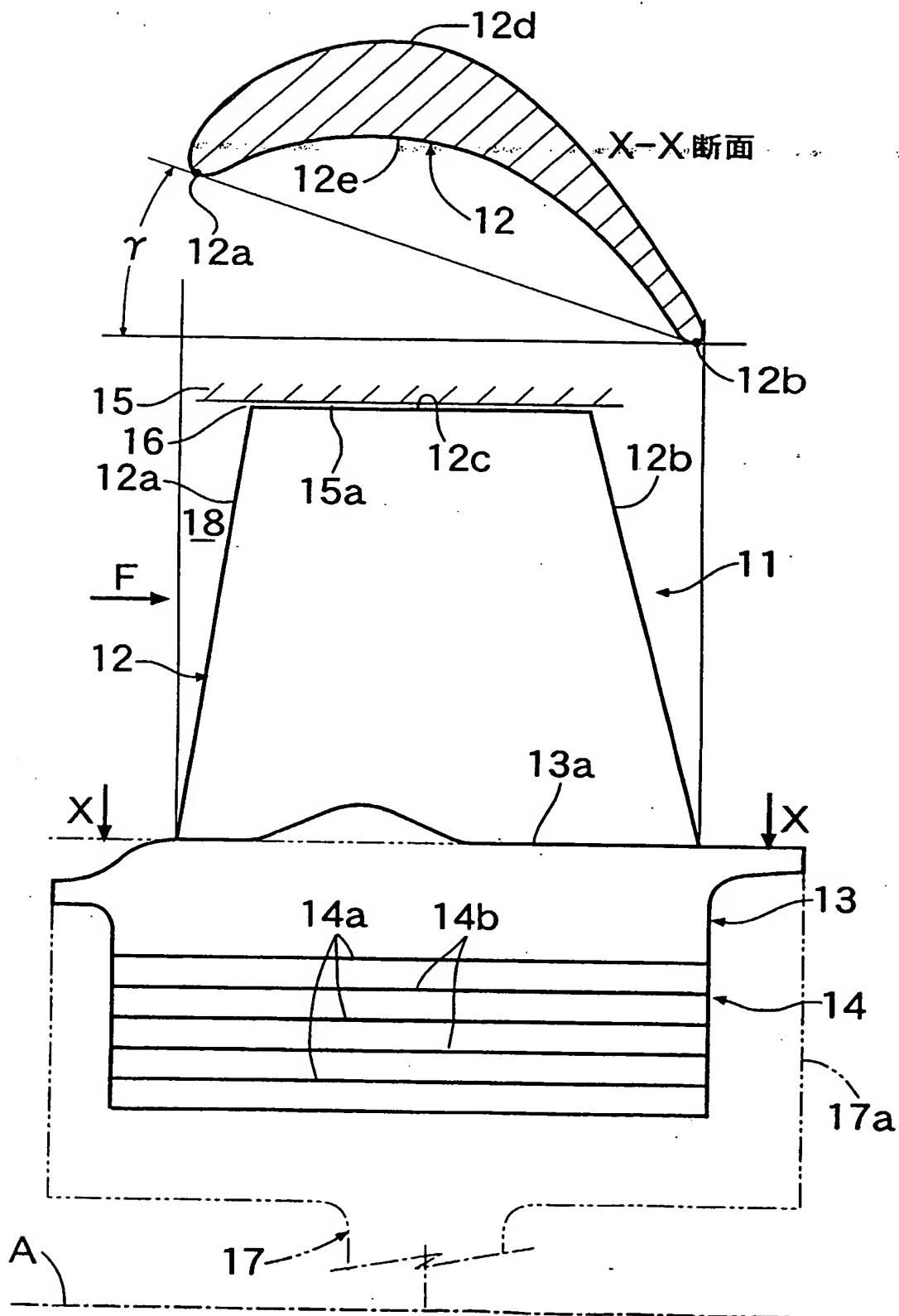
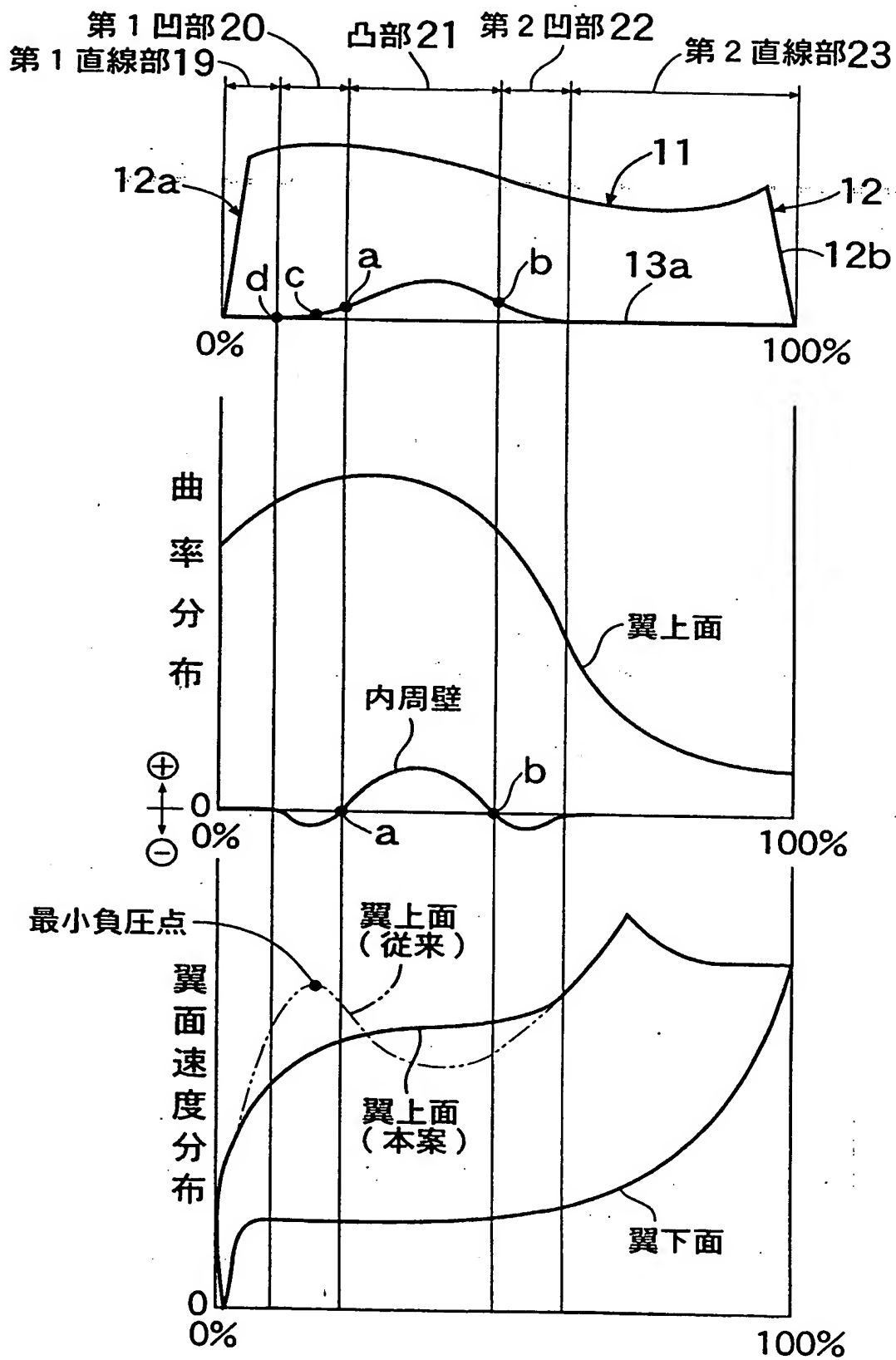


図 2



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP00/09150

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

Int. Cl.⁷ F01D5/14

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

Int. Cl.⁷ F01D5/14 F01D9/00

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Jitsuyo Shinan Koho 1922-1996 Toroku Jitsuyo Shinan Koho 1994-2001
 Kokai Jitsuyo Shinan Koho 1971-2001 Jitsuyo Shinan Toroku Koho 1996-2001

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X Y	JP, 57-35102, A (Tokyo Shibaura Denki K.K.), 25 February, 1982 (25.02.82), Full text; Fig. 7 (Family: none)	1, 3 2, 4-7
X Y	US, 563580, A (Solar Turbines Inc.), 05 August, 1997 (05.08.97), Full text; Fig. 2 & JP, 8-246804, A & EP, 731254	1, 3 2, 4-7
A	US, 5466123, A (Rolls-Royce plc.), 14 November, 1995 (14.11.95), Full text; Figs. 1 to 11 & GB, 2281356	1-7
A	JP, 11-241601, A (Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd.), 07 September, 1999 (07.09.99), Full text; Figs. 1 to 16 (Family: none)	1-7
A	Microfilm of the specification and drawings annexed to the request of Japanese Utility Model Application No. 156772/1986 (Laid-open No. 63503/1988)	1-7

☒ Further documents are listed in the continuation of Box C.
 ☐ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:	"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance	"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
"E" earlier document but published on or after the international filing date	"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art
"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)	"&" document member of the same patent family
"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means	
"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed	

Date of the actual completion of the international search
12 April, 2001 (12.04.01)Date of mailing of the international search report
24 April, 2001 (24.04.01)Name and mailing address of the ISA/
Japanese Patent Office

Authorized officer

Facsimile No.

Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP00/09150

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	WO, 96000841, A (United Technology Corp.), 11 January, 1996 (11.01.96), Full text; Figs. 1 to 9 & JP, 10-502150, A	1-7

A. 発明の属する分野の分類 (国際特許分類 (IPC))
Int. Cl⁷ F01D5/14

B. 調査を行った分野

調査を行った最小限資料 (国際特許分類 (IPC))
Int. Cl⁷ F01D5/14 F01D9/00

最小限資料以外の資料で調査を行った分野に含まれるもの

日本国実用新案公報 1922-1996年
日本国公開実用新案公報 1971-2001年
日本国登録実用新案公報 1994-2001年
日本国実用新案登録公報 1996-2001年

国際調査で使用した電子データベース (データベースの名称、調査に使用した用語)

C. 関連すると認められる文献

引用文献の カテゴリー*	引用文献名 及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する 請求の範囲の番号
X Y	JP, 57-35102, A (東京芝浦電気株式会社) 25. 2月. 1982 (25. 02. 82) 全文、第7図 (ファミリーなし)	1, 3 2, 4-7
X Y	US, 5653580, A (ソウラー タービンズ インコーポレイテッド) 05. 8月. 1997 (05. 08. 97) 全文、第2図 & JP, 8-246804, A & EP, 731254	1, 3 2, 4-7

☒ C欄の続きにも文献が列挙されている。

☐ パテントファミリーに関する別紙を参照。

* 引用文献のカテゴリー

「A」 特に関連のある文献ではなく、一般的技術水準を示すもの

「E」 国際出願日前の出願または特許であるが、国際出願日以後に公表されたもの

「L」 優先権主張に疑義を提起する文献又は他の文献の発行日若しくは他の特別な理由を確立するために引用する文献 (理由を付す)

「O」 口頭による開示、使用、展示等に言及する文献

「P」 国際出願日前で、かつ優先権の主張の基礎となる出願

の日の後に公表された文献

「T」 国際出願日又は優先日後に公表された文献であって出願と矛盾するものではなく、発明の原理又は理論の理解のために引用するもの

「X」 特に関連のある文献であって、当該文献のみで発明の新規性又は進歩性がないと考えられるもの

「Y」 特に関連のある文献であって、当該文献と他の1以上の文献との、当業者にとって自明である組合せによって進歩性がないと考えられるもの

「&」 同一パテントファミリー文献

国際調査を完了した日
12. 04. 01

国際調査報告の発送日

24.04.01

国際調査機関の名称及びあて先
日本国特許庁 (ISA/JP)
郵便番号100-8915
東京都千代田区霞が関三丁目4番3号

特許庁審査官 (権限のある職員)
田澤 英昭

3T 9251

電話番号 03-3581-1101 内線 3355

C (続き) . 関連すると認められる文献		
引用文献の カテゴリー*	引用文献名 及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する 請求の範囲の番号
A	US, 5 4 6 6 1 2 3, A (ロールスロイス) 14. 11月. 1995 (14. 11. 95) 全文、第1-11図 & GB, 2 2 8 1 3 5 6	1-7
A	JP, 11-2 4 1 6 0 1, A (石川島播磨重工業株式会社) 7. 9月. 1999 (07. 09. 99) 全文、第1-16図 (ファミリーなし)	1-7
A	日本国実用新案登録出願61-1 5 6 7 7 2号 (日本国実用新案登録出願公開63-6 3 5 0 3号) の願書に添付した明細書及び図面の内容を撮影したマイクロフィルム	1-7
A	WO, 96/0 0 0 8 4 1, A (ユナイテッド テクノロジー コーポレーション) 11. 1月. 1996 (11. 01. 96) 全文、第1-9図 & JP, 10-5 0 2 1 5 0, A	1-7